

КЛЕПИКОВ ИГОРЬ АЛЕКСЕЕВИЧ

**ВЫБОР ЭНЕРГОМАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК
МАРШЕВЫХ МНОГОРАЗОВЫХ ЖРД
НА СЖИЖЕННОМ ПРИРОДНОМ ГАЗЕ**

05.07.05 – тепловые, электроракетные двигатели
и энергоустановки летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
доктора технических наук

A handwritten signature in black ink, written diagonally from bottom left towards the center of the page.

Москва – 2005
Работа выполнена в ОАО "НПО Энергомаш имени
академика В.П. Глушко"

Научный консультант – Академик РАН, доктор технических наук,
профессор, Заслуженный деятель науки и техники РФ
Каторгин Борис Иванович

Официальные оппоненты: доктор технических наук,
профессор Петров В.И.

доктор технических наук,
профессор Соколов Б.А.

У1751372
Клепиков И.А.
Выбор энергомассовых
Ведущая о характеристик маршевых
многофазовых ЖРД на
сжиженном природном газе
2005 0-00



У 1751372

ди
те:
Ле
М

Ба

уч
Ба
ди

ВОЗВРАТИТЕ КНИГУ НЕ ПОЗЖЕ
обозначенного здесь срока

едании
венном
Москва,
оеение"

д. Н.Э.

печатью
2-ая
етарю

в Е.Б.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Уже сегодня осуществляется разработка систем, обеспечивающих глобальное информационное обслуживание в режиме реального времени с использованием средств передачи данных, телефонного и факсимильного обмена, а также широкого спектра средств мультимедиа.

Важнейшую роль в организации телекоммуникаций играют космические средства. Эта роль особенно велика для России, учитывая ее огромную территорию и наличие многих труднодоступных и удаленных районов, в которых использование альтернативных средств экономически нецелесообразно.

Спрос на телекоммуникационные услуги от спутниковых систем связи (ССС) постоянно растет и превышает предложения, что стимулирует разработку СССР [1,2,3,4].

В мире развернулась жесткая конкуренция проектов создания спутниковых телекоммуникационных систем, известны десятки таких проектов, многие из которых уже реализуются выводом на орбиты космических аппаратов. Критерий реализации – стоимость вывода полезной нагрузки.

Абсолютные затраты на запуски ракет-носителей составляют десятки и сотни миллионов долларов.

Удельная стоимость запуска полезной нагрузки в мире составляла 14 - 40 тыс. долл./кг в зависимости от типа РН и орбиты.

Снижение затрат на запуск может быть достигнуто путем создания средств выведения с многократным использованием.

Целью развития ракетно-космической техники является снижение затрат на вывод полезных грузов по крайней мере на порядок.

Россия занимает первое место в мире по запасам природного газа (~40%). Сжиженный природный газ (СПГ) находит применение в энергетике, автомобильном транспорте, авиации и др., однако до сих пор он не используется в ракетостроительной технике. Поэтому поиск возможностей использования СПГ в качестве горючего для ЖРД соответствует цели снижения затрат на запуски.

Научно-технической проблемой является выбор энергомассовых характеристик двигателей с учетом многократного полетного использования (МПИ), поскольку облик, параметры, стоимость, надежность, кратность использования и эксплуатационные характеристики средств выведения существенно определяются соответствующими характеристиками двигательной установки, а также создание задела проектных решений по двигателю для выбора концепции многократных средств выведения.

Поэтому выбранная тема диссертации - актуальна и находится в русле тенденций развития мирового сообщества и ракетно-космической техники, при этом выбор проектных параметров ЖРД с учетом его многократного использования послужит необходимой базой для проектных разработок перспективных средств выведения.

Объект исследования – класс жидкостных ракетных двигателей на экологически чистом топливе "кислород – сжиженный природный газ" с многоразовым полетным использованием в составе перспективных средств выведения.

К настоящему времени благодаря работам головных НИИ и КБ ракетно-космической отрасли (ЦНИИМАШ, НИЦ им. М.В.Келдыша, РКК "Энергия", НПО "Энергомаш" и др.) сложились общие требования к перспективным средствам выведения (двухступенчатые носители легкого и среднего классов на экологически чистом топливе, со спасаемой и многократно используемой первой ступенью, обладающей высокой надежностью и безопасностью).

Работы в направлении выбора оптимального облика средств выведения (СВ) с МПИ ведутся в РФ, США, Европе и др., при этом особая роль отводится выбору концепции двигательной установки (выбор размерности двигателя, топлива, энергомассовых характеристик, схемы, обеспечение повышенной надежности и безопасности).

Первые попытки создания ЖРД МПИ были предприняты в США (SSME) и в СССР (РД-170) с использованием в паре с кислородом горючих – водорода и керосина, однако в США не получили заложенной в задании кратности и стоимость выведения полезной нагрузки составила 20 тыс.дол./кг, что соответствовало применению одноразовых средств выведения. В РФ получили уникальный опыт обеспечения гарантированной 10-кратной наработки в стендовых условиях при достаточно высоких энергомассовых характеристиках двигателя.

Вместе с тем, до работ автора не было системных проектных исследований возможностей использования ЖРД на топливе "кислород – сжиженный природный газ (метан)" многократного полетного использования.

Основная задача работы – исследовать схемы, энергомассовые и эксплуатационные характеристики класса ЖРД с использованием сжиженного природного газа в качестве горючего и выбрать оптимальную концепцию ЖРД в этом классе с позиций многократного использования и создать задел проектных решений по двигателю для выбора концепции многократных средств выведения, для этого признано необходимым:

1. Проанализировать опыт создания ЖРД одноразового использования на базе разработок ЖРД НПО "Энергомаш" и оценить фрагменты, которые могут быть использованы для перспективных ЖРД с многоразовым использованием.
2. Оценить энергомассовые и эксплуатационные характеристики ЖРД на сжиженном природном газе для вариантов схем и ключевых параметров.
3. Внутри исследуемого класса ЖРД выбрать концепцию, наиболее приспособленную к многоразовому использованию.

4. Выявить основные ключевые проблемы, связанные с разработкой ЖРД многократного использования для исследуемого класса двигателей и определить пути их решения.

Методология исследования. Определялись и рассматривались параметры ЖРД разных схем, разных тяг, с разными давлениями в КС, выбранные по определенной системе.

Для каждого варианта проводился полный комплекс расчетов в объеме "технического предложения".

- По полученным расчетным параметрам двигателя проводились компоновки агрегатов и двигателя в объеме, достаточном для определения ориентировочных габаритно-массовых характеристик двигателя.
- Анализировались полученные результаты по разным типам двигателей и выбирались оптимальные.

Достоверность полученных результатов базируется на применении освоенных в КБЭМ и отрасли методов системного проектирования и методик расчетов, подтвержденных многочисленными экспериментальными данными, полученными при огневых наземных и летных испытаниях, а также на включении в анализ конструкций прототипов, параметры и надежность которых подтверждены опытом наземной обработки и эксплуатации в составе ракет.

Научная новизна работы.

1. Предложено и обосновано использование СПГ (метана), как горючего для многофазовых маршевых ЖРД.
2. Обоснована возможность охлаждения камеры при уменьшенном расходе хладагента – метана с существенным снижением гидросопротивления охлаждающего тракта.
3. Исследованы энергомассовые и эксплуатационные характеристики двигателей нового класса – ЖРД на сжиженном природном газе (метане).
4. Предложена и обоснована концепция базового ЖРД на СПГ (метан), с использованием схемы с дожиганием восстановительного газа, обладающая приемлемыми предпосылками создания ЖРД многократного использования для перспективных средств выведения, с высокими энергетическими характеристиками.
5. Результаты работ, представленных в диссертации, защищены 38 авторскими свидетельствами и патентами на изобретения.

На защиту выносятся:

1. Результаты расчетного определения энергомассовых характеристик ЖРД разных цикловых схем, позволившие рекомендовать сжиженный природный газ (метан) в качестве горючего в паре с кислородом для перспективных средств выведения с многофазовым использованием.
2. Задел проектных решений для выбора концепций средств выведения.

3. Результаты исследования охлаждающей способности метана для реальных конструкций охлаждающих трактов камер тягой от 2 тс до 200 тс и обоснование возможности использования для эффективного охлаждения неполного расхода метана (до 30%), что открыло возможности улучшения энергетики схем двигателя с дожиганием.
4. Разработка и обоснование оптимальной концепции для исследуемого класса маршевых ЖРД многократного использования.
5. Использование следующего вклада автора в разработку прототипа многоразового ЖРД:
 - принципиальная схема двигателя;
 - методология автономной отработки основных процессов и агрегатов;
 - разработка системы автоматизированной обработки экспериментальных данных - основы функциональной системы технического диагностирования;
 - обеспечение долговременной усталостной прочности турбины - основного элемента, определившего ресурс двигателя;
 - методология оценки состояния отработанности двигателя по инженерным критериям.

Практическая значимость работы. Повышение качества проектирования и снижение затрат на разработку перспективных многоразовых средств выведения за счет задела проектных решений по двигателям в широком диапазоне параметров и схем.

Использование результатов работы (внедрение).

1. В проектах НПО "Энергомаш", ГРЦ им. Макеева, КБОМ, корпорации "Компомаш". Постановлением Правительства РФ от 18.07.1996 г. №1155 разработка метановой ракеты "Рикша" с двигателями НПО "Энергомаш" была включена в космическую программу России.

2. В сводных отчетах головных НИИ отрасли по темам НИР "Отпор", "Орел", "Развитие", "Двигатель", "Внедрение", "Метан" и в Евро-Российском проекте "Волга".

3. При создании базового ЖРД РД-170 (171) использованы результаты работ автора (выбор принципиальной схемы, проведение автономной отработки агрегатов и процессов на экспериментальных двигателях типа "УК", создание системы АОЭД, используемой для обработки результатов испытаний и СТД двигателей, обеспечение достаточной усталостной прочности и ресурса турбины и др.), что реализовано в конструкции двигателя и технологии его изготовления и испытаний и подтверждено успешной эксплуатацией при летных испытаниях РН "Буран", "Зенит" (SeaLaunch) и ATLAS-III, V (USA) с аналогичными по конструкции ЖРД РД-180.

Апробация, публикации. По теме диссертации имеются 86 научных публикаций (статьи, доклады, патенты), в том числе 19 в 4 изданиях, рекомендованных ВАК.

Основные результаты работы представленные в диссертации докладывались и обсуждались на

- межотраслевых научно-технических конференциях в 50-ЦНИИКС (1981, 1985, 1990 гг.);
- международных авиакосмических салонах в Ле Бурже и г. Жуковском (1995, 1997, 1999 гг.)
- 48-ом международном аэрокосмическом конгрессе (г. Турин, Италия, 1997 г.);
- международной конференции "Мобильные телекоммуникации: опыт России и СНГ (Москва, 1998 г.);
- 3-ей международной конференции "Спутниковая связь", ICSC-98, Москва, 1998 г.;
- XXXIII, XXXIV, XXXV чтениях по научному наследию К.Э.Циолковского (г.Калуга, 1998 г., 1999 г., 2001 г.);
- научно-технической конференции РАН, РКА к 90-летию В.П.Глушко (г.Химки, 1998 г.);
- Российской межотраслевой научно-технической конференции "Ракетно-космические двигатели" (Москва, МВТУ им. Баумана, 1998 г.;
- XXIV академических чтениях по космонавтике (Москва, МГУ, 2000 г.);
- Отраслевой научно-технической конференции (г.Химки, НПО Энергомаш, 2001 г.) и др. и опубликованы в тезисах и докладах упомянутых конференций

Личный вклад автора

- постановка задач исследования с выбором исходных предпосылок;
- участие в проектных и экспериментальных работах по выбору основных характеристик двигателя-прототипа с решением ряда ключевых проблем его создания;
- обобщение опыта разработки десятков одноразовых ЖРД для боевых и космических средств выведения и выбор решений, приемлемых для многоразового двигателя;
- разработка методики комплексного расчетно-конструкторского анализа параметров ЖРД на проектной стадии;
- разработка схем ЖРД для исследования энергомассовых характеристик ЖРД, расчеты балансов мощностей ТНА;
- исследованы схемы ЖРД и показана перспективность СПГ (метана) для многоразового ЖРД;
- исследован процесс разработки ЖРД с количественными оценками по видам работ на всех этапах и определена информационная основа функциональной системы технического диагностирования многоразовых ЖРД;
- разработана методика расчетно-экспериментального обеспечения долговечности турбины многоразового ЖРД с учетом технологии изготовления;

- проведены обобщение и анализ результатов исследований энергомассовых характеристик нового класса ЖРД на СПГ с учетом многоразовости использования и предложена концепция ЖРД.

Некоторые работы выполнены совместно с другими исследователями, однако автор внес решающий вклад в получение результатов, изложенных в диссертации.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из "Введения", 5-и глав и "Выводов" общим объемом 292 страницы (в том числе 59 страниц – таблицы и рисунки) и приложения (109 страниц), где приводятся материалы, поясняющие отдельные положения, представленные в основном тексте, список использованной литературы включает 214 наименований.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **ВВЕДЕНИИ** к диссертации сформулирована тема, обоснована ее актуальность, поставлены конечные цели и задачи исследования, дается общая характеристика работы.

В **ГЛАВЕ 1** приводятся технические требования к ЖРД многоразового использования для перспективных средств выведения дается оценка состояния разработки ЖРД МПИ и показано, что к настоящему времени ЖРД, удовлетворяющих требованиям к многоразовости, еще не создано.

Анализируется опыт разработок одноразовых ЖРД и авиационных многоразовых ГТД и рассматривается преемственность принципиальных решений по мере разработок новых ЖРД и создание предпосылок для разработки многоразовых ЖРД, при этом особая роль отводится стадии проектирования, так как именно на этой стадии выбираются принципиальные схемные, параметрические и конструктивные решения, обеспечивающие главные условия реализации многоразовости (ресурса, надежности, эксплуатации при требуемых высоких энергомассовых характеристиках).

Автор, в своих исследованиях и поисках оптимального облика перспективного ЖРД многократного использования, опирался прежде всего на опыт разработки ЖРД в НПО "Энергомаш" и на свой вклад в этот опыт.

В период 1953-1973 г.г. в КБЭМ разработано 5 семейств ЖРД на высококипящем топливе, автор участвовал в разработке 19 ЖРД на ВКТ (4 последних семейства), прошедшие полные циклы разработки и использовавшиеся на 17 ступенях ракет: 8К64, 8К65, 8К66, 8К67, 8К68, 8К82К (УР-500, Протон), 11К67, 11К68, 11К69, 15А14 (Днепр, Сатана), 15А15 (МР-УР100) и их модификациях, при этом автор самостоятельно или совместно с сотрудниками руководимых им подразделений, занимался разработкой схем управления агрегатами двигателя (системы запуска, регулирования, останова), выбором основных характеристик двигателя, а также разработкой комплексных программ экспериментальной отработки двигателей и анализом результатов испытаний по отдельным проблемам и этапам отработки [5-9].

С 1960 г. в КБЭМ начались проектные исследования с целью освоения схемы с дожиганием турбогаза в камере, приведшие к разработке ЖРД на ВКТ 11Д43, 15Д117, 15Д119, 15Д168.

С участием автора были выбраны принципиальные схемные решения и основные параметры этих двигателей.

При разработке двигателей 15Д117, 15Д119, 15Д168 для ракет 15А14 ("Днепр", "Сатана") и 15А15 (МР-УР100) новые проблемы были связаны с освоением высокого давления в КС ($p_k = 230 \text{ кгс/см}^2$ в сравнении с $p_k = 150 \text{ кгс/см}^2$ предшествующего двигателя 11Д43) и с необходимостью обеспечения надежного запуска ЖРД (впервые в мире) в условиях минометного старта ракет, при этом автор непосредственно участвовал в выборе схемных решений и проектных параметров, а также в экспериментальной отработке этих двигателей на всех стадиях.

На примере базовых блоков показано [5, 7], что по сравнению с первым ЖРД 8Д59 на ВКТ за период ~14 лет, удельный импульс у Земли вырос на 66 ед., удельная масса земного двигателя уменьшилась на ~34%, давление в камере удалось увеличить в ~5 раз.

Несмотря на сложные проблемы, возникавшие при переходе к разработке каждого нового двигателя (освоение все более высоких уровней давления в КС, устранения ВЧ-неустойчивости процесса, освоения запуска двигателя в условиях минометного старта ракеты и др.) удалось не увеличивать, а даже уменьшить объемы доводочных испытаний, за счет использования более совершенных методов отработки, что позволило скорее выявлять слабые места в конструкции агрегатов и устранять их.

Создание двигателей РД-216, РД-218, РД-219, РД-224, РД-251, РД-252, РД-264 позволило в кратчайшие сроки разработать и поставить на вооружение Советской Армии систему принципиально новых стратегических ракет дальнего действия, в том числе межконтинентальных, способных нести боевое дежурство в течение многих лет в различных метеорологических условиях, готовых к немедленному старту как с открытых, так и из шахтных пусковых установок, с повышенной защищенностью шахт при применении минометного старта.

При этом был получен ценнейший опыт разработки мощных ЖРД (тяга до 120 тс в одной камере, p_k до 230 кгс/см^2 , освоение схемы с дожиганием).

С 1974 г. началась разработка ЖРД на криогенном топливе "кислород – керосин (РГ-1)", это РД-170, РД-171 для ракет "Зенит" (впоследствии Sea Launch) и "Энергия-Буран" [7-9].

Из опыта разработки ЖРД на высококипящих компонентах топлива были приняты в качестве основных положений разработки ЖРД на криогенном топливе для носителей "Зенит" и "Энергия-Буран" следующие:

- для обеспечения высоких энергетических характеристик ЖРД в габаритных ограничениях, вызванных необходимостью транспортировки в железнодорожных вагонах (4×4 м) потребовалось принять давление в КС

$p_k = 250 \text{ кгс/см}^2$ (на ЖРД с ВКТ было освоено $p_k = 230 \text{ кгс/см}^2$, а при отдельных доводочных огневых испытаниях было $p_k = 270 \text{ кгс/см}^2$);

- выбор $p_k = 250 \text{ кгс/см}^2$ однозначно диктовал необходимость применения схемы с дожиганием турбогаза; была принята такая же схема, как на ЖРД с ВКТ – с дожиганием окислительного газа;
- запуск с химическим зажиганием (пусковое горючее, самовоспламеняющееся при контакте с кислородом), ТНА – по одновальной схеме, с одноступенчатой реактивной турбиной, с одноступенчатым насосом окислителя и с двухступенчатым насосом горючего, с преднасосами окислителя и горючего, регулирование – изменением температуры турбогаза.

Отсутствие опыта разработки мощных ЖРД многократного применения и сложность задач, решение которых связано со спецификой применения такого типа двигателей, потребовали проведения большого объема предварительных научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, результаты которых должны были позволить определить особенности процессов в агрегатах двигателя и возможности конструктивного воздействия на них, а также более обоснованно выбирать конструктивные решения при выпуске технической документации на натурные двигатели.

Использование схемного решения с числом ГГ кратным числу камер [6,8] позволило предусмотреть и провести автономную отработку основных агрегатов на экспериментальных установках типа 1УК, 1УКС, 2УК, 2УКС, 3УК, и изготавливаемых с использованием элементов ранее созданных ЖРД на ВКТ РД-264, РД-268 (камера, ГГ, насосы, автоматика и др.), таким образом преемственность опыта создания ЖРД на ВКТ стала основой разработки ЖРД на криогенном топливе для всех последующих разработок КБЭМ с 1974 г. по настоящее время.

На этом этапе (НИР) продолжительностью с 1974 по 1978 гг. потребовалось провести 546 огневых испытаний на 316 установках 1УК, 1УКС, 2УК, 2УКС, 3УК с суммарной наработкой ~31 тыс. сек.

На этом этапе НИР решены следующие основные задачи:

- а) выбраны штатные конструкции камеры и ГГ, узла качания на горячем газе;
- б) отработка основных элементов конструкции многофазовой автоматики;
- в) определение требований к узлам и элементам ТНА (подшипникам, уплотнениям и т.д.) с учетом требований многократности использования и повышенного ресурса;
- г) выработка требований к системе запуска и останова двигателя с учетом ограничений по величинам динамических нагрузок;
- д) отработка технологии удаления остатков компонентов топлива после огневого испытания для многократного использования;
- е) опробование средств контроля и диагностики агрегатов двигателя в процессе и после его испытания.

С 1974 г. в организациях Минобщемаша началась систематическая работа по созданию и внедрению элементов Автоматизированных систем проектирования (АСПР) в практику разработки изделий и разработка математического обеспечения под задачи АСПР при этом КБ Энергомаш отводилась роль головной организации по разработке и внедрению САПР ЖРД в отрасли, а автор был назначен руководителем этого тематического направления.

Впервые в отрасли исследован процесс разработки ЖРД (на базе опыта разработки ЖРД на ВКТ) с количественными оценками объемов работ и с учетом специфики работ разных подразделений КБ на всех стадиях (от выбора концепции до сдачи с серийное производство) с целью выявления таких звеньев этого процесса, где автоматизация с помощью современных средств вычислительной техники возможна и целесообразна.

В результате было показано, что наиболее эффективной является автоматизация процесса обработки экспериментальных данных автономных испытаний агрегатов и огневых испытаний двигателей.

Были разработаны технические требования к содержательной части, алгоритмы отработки и др., названные системой АОЭД, касающиеся как информации от единичного испытания, так и обработки и анализа информации по отдельным группам, или всей статистике испытаний.

Система АОЭД обеспечила замену ручного труда на машинную обработку, увеличила количество обрабатываемых параметров, достоверность и оперативность обработки и сняла ограничения по темпам проведения испытаний, что способствовало не только увеличению эффективности отработки двигателя РД-170, но и сокращению сроков его разработки.

Система АОЭД была аппаратно обеспечена с постоянной заменой вычислительной техники по мере ее усовершенствования и реализована в технологии испытаний двигателей РД-170 и др. и используется в настоящее время при проведении испытаний двигателей РД-171, РД-180 и РД-191, а также является основой функциональной СТД

Одной из основных проблем отработки двигателей РД-170 (171) существенно тормозивших ход их создания, было возгорание турбины [11].

Турбина ТНА этих двигателей является уникальным агрегатом, развивающим мощность более 200 тыс. кВт на одном рабочем колесе диаметром 0,44 м (33 лопатки высотой 60 мм, шириной 60 мм) в сложных условиях работы (окислительный турбогаз температурой до 600°C, давление на входе до 600 кгс/см²), создающих напряжения в элементах лопаток до 60 кгс/мм². При этом требуется повышенный ресурс.

В мировой практике нет подобных турбин, поэтому создание этой турбины являлось сложнейшей технической задачей, включающей в себя целый комплекс проблем.

В число основных проблем, приводивших к возгоранию (воздействие металлических частиц, повышенные динамические нагрузки от пульсаций давления в зазоре между лопатками рабочего колеса турбины и статора,

недостаточная эффективность защитного покрытия, крутильные колебания лопаток, объединенных банджом в блоки по 3 лопатки, и др.), была и «прочностная» причина – недостаточная усталостная прочность лопаток.

Работы по этой проблеме велись под руководством автора с привлечением специалистов НИИТП, ЦИАМ, ИМАШ АН СССР в следующих направлениях:

1. Расчетное определение газодинамических нагрузок на лопатки рабочего колеса (РК) и направляющего соплового аппарата (СА) турбины и разработка предложений по оптимизации профилирования проточной части турбины.

Расчетами обтекания нескольких вариантов лопаточных элементов и экспериментами на модельных режимах было показано влияние коэффициента относительной скорости λ у края лопатки СА на статические и динамические нагрузки от газового потока на выходные кромки лопаток СА и РК.

Поскольку уменьшение λ приводило к росту осевой силы ($F_{ос}$) на роторе и к необходимости надежного крепления рабочего насоса к валу (болтами), были комплексно увязаны эти проблемы и выработаны рекомендации по обеспечению необходимой точности изготовления проточной части турбины и контролю при модельных испытаниях.

Снижение нагрузок на элементы турбины за счет характеристик газового потока были эффективными, но недостаточными, в связи с чем работы продолжались по второму направлению – повышению усталостной прочности турбины, в частности:

1. Была разработана программа термоциклических испытаний различных покрытий, нанесенных на лопатки РК, с практически реальными тепловыми градиентами ~ 320 град/сек, и выбиралось покрытие, выдержавшее 50 циклов, для дальнейших испытаний лопаток и образцов.

2. Исследование усталостной прочности натурных лопаток рабочего колеса турбины и образцов при различных технологических и металлургических факторах, связанных с конкретными условиями формообразования профиля лопатки, термообработки и нанесения покрытий.

В результате проведенных исследований выработаны конструктивные и технологические мероприятия, за счет внедрения которых усталостная прочность лопаток рабочих колес турбины увеличилась с $\sigma_a = 5,6$ кгс/мм² до $\sigma_a = 12 \dots 14,5$ кгс/мм², что эквивалентно увеличению времени работы турбины в составе двигателя РД-170(171) со 100 с до 1500 с, и этого оказалось достаточным для успешного начала испытаний двигателей в составе ступеней ракет "Зенит" и "Энергия – Буран".

Аналогичные исследования были проведены и применительно к рабочему колесу насоса окислителя.

Накоплен уникальный опыт разработки кислородно-керосиновых ЖРД, который является базой для всех последующих разработок, однако не всё успели сделать для окончательного обеспечения многоразового использования, в частности:

- не реализована совместная промышленности и академических институтов программа "теоретико-экспериментальных работ, необходимых для оценки и обеспечения прочности и ресурса ЖРД многократного использования", актуальность которой существует и в настоящее время;
- при стендовых испытаниях не определен фактический ресурс двигателя связанный с износными дефектами и его разброс;
- не определено влияния режима работы и динамических факторов (запуск – останов) на ресурс двигателя и разбросы ресурса, что является основой идеологии эквивалентных ускоренных испытаний на ресурс;
- в эксплуатационных условиях не проверены ключевые элементы системы аварийной защиты и технического диагностирования.

Все это требует продолжения работ в обеспечение многонадежности.

В ГЛАВЕ 2 приводятся результаты работ, выполненных в период 1981-86 гг. по исследованию энергомассовых характеристик ЖРД на разных горючих в паре с кислородом, разных схем, для тяги ~200 тс под перспективу развития системы "Энергия – Буран" [13-15].

Приводятся результаты исследования характеристик более 200 углеводородных горючих (УВГ) под уточненные технические требования, связанные с многонадежностью применения, при этом критерием отбора компонентов для дальнейших проектных проработок был выбран прирост эффективного удельного импульса с учетом плотности не менее 6 ед. в сравнении с освоенным керосином, для компенсации затрат на внедрение нового горючего, одновременно оценивая охлаждающие свойства компонентов, химическую стойкость, взрывобезопасность, токсичность, стоимость, наличие сырьевой базы для производства и др.

Считалось, что среди высококипящих УВГ для двигателей первых ступеней нет альтернативы керосину, учитывая его широкое использование и перспективы.

Показано, что среди низкокипящих УВГ лучшим набором характеристик обладает сжиженный природный газ метан и пропан, применение которых рассматривалось в дальнейших исследованиях.

При дальнейших проектных проработках рассматривались горючие метан, пропан и керосин (для сравнения), а также двухкомпонентное горючее "любое УВГ+ H_2 ", поскольку в известных проектах МКС использовались в паре с кислородом и РГ-1 и H_2 , в этом случае водород может рассматриваться как охладитель камеры и для выработки восстановительного турбогаза.

Для модернизаций существующих РН ($V_6 = \text{const}$) природный газ и водород проигрывают в энергетике, а вот для разработки новых МКС ($M_{\text{сг}} = \text{const}$), наоборот, они дают выигрыш в $M_{\text{сп}}$.

Поэтому СПГ (метан) следует рассматривать как перспективное горючее только для новых разработок МКС, при $M_{\text{сг}} = \text{const}$.

Рассмотрены результаты предварительного анализа двухкомпонентных ЖРД, выполненных по схемам без дожигания, с дожиганием, и с неполным дожиганием (рис. 1).

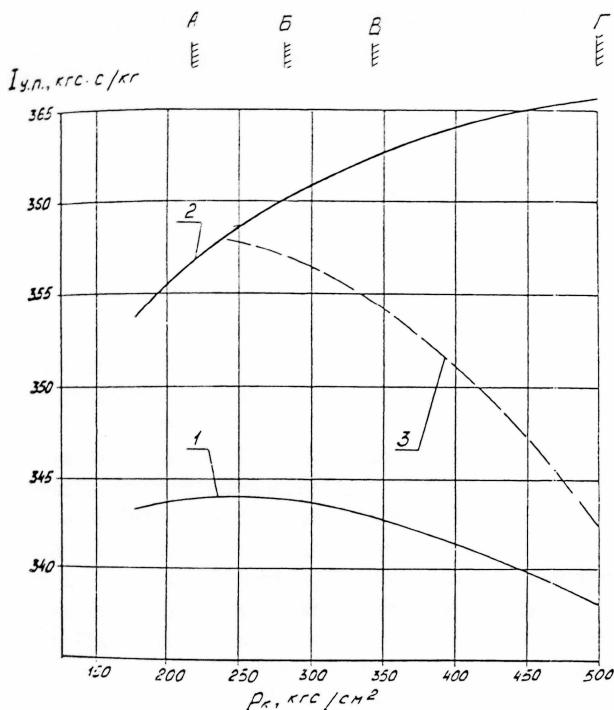


Рис. 1. Зависимость действительного удельного импульса в пустоте от давления в камере для ЖРД на $O_2 + CH_4$ различных классов: 1 – ЖРД без дожигания; 2 – ЖРД с дожиганием; 3 – ЖРД с неполным дожиганием; А – предельное значение p_k для схемы с восстановительными генераторами по энергобалансу; Б – предельное значение p_k для схемы с окислительными генераторами по энергобалансу; В – предельное значение p_k для схемы "газ – газ"; Г – ограничение прочности огневой стенки камеры.

Исследовано использование в качестве третьего компонента водорода или метана.

Для новых разработок МКС, в частности одноступенчатых, в результате проведенных расчетно-проектных проработок, представлено шесть типов перспективных ЖРД на топливе $O_2 + УВГ$:

- 1). Двухкомпонентные на $O_2 + CH_4$ или $O_2 + C_3H_8$ без дожигания (класс А).
- 2). Двухкомпонентные на $O_2 + CH_4$ или $O_2 + C_3H_8$ с дожиганием (класс Б; двухкомпонентные ЖРД на $O_2 + РГ-1$ с дожиганием практически исследуются в рамках создания РД-170).
- 3). Двухкомпонентные на $O_2 + CH_4$ или $O_2 + C_3H_8$ с неполным дожиганием (класс В).

4). Трехкомпонентные на $O_2 + PG-1 + H_2$ или $O_2 + CH_4 + H_2$ и $O_2 + C_3H_8 + H_2$ без дожигания с использованием водорода для охлаждения камер (включая сопло) и получения восстановительного рабочего тела турбин (класс Д);

5). Трехкомпонентные на $O_2 + CH_4 + H_2$ и $O_2 + C_3H_8 + H_2$ с неполным дожиганием (класс Е).

Сопоставление разных типов дано на рис. 2.

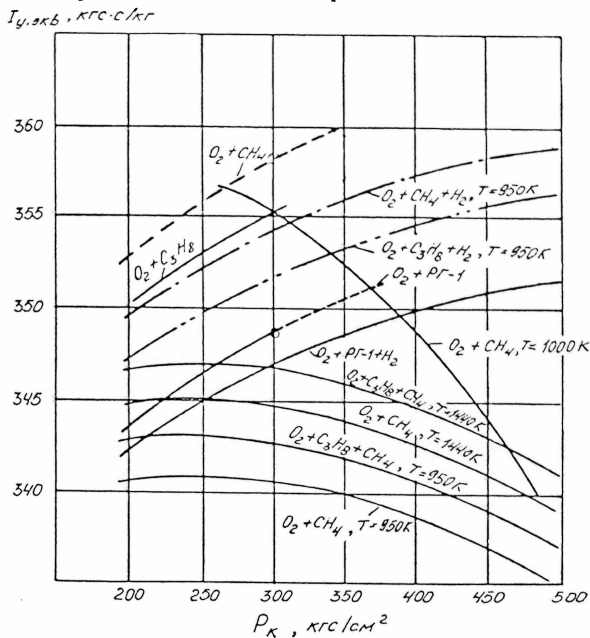


Рис. 2. Энергетический анализ ЖРД разных схем с учетом плотности топлив

В этой главе рассмотрены проблемные вопросы создания многоразовых ЖРД на топливе $O_2 + УВГ$ (обеспечение ресурса, надежности, живучести и безопасности, необходимости научного сопровождения ОКР на всех этапах). Рассмотрены особенности экспериментальной отработки многоразовых ЖРД и предложен план поэтапной отработки, показано, что для требовавшихся по ТЗ 200 использований, потребуется не менее 15 лет и крупная модернизация экспериментальной базы отрасли, поэтому для того, чтобы затраты на экспериментальную отработку могли бы компенсироваться экономией при многоразовой эксплуатации, предложено сократить требования к кратности использования до 20-50 полетов на первом этапе, с постепенным увеличением с учетом накапливающегося опыта эксплуатации.

Рассмотрены особенности эксплуатации парка многоразовых ЖРД с ориентировкой на авиационный опыт и предложено на начальном этапе снимать двигатель с ракеты, отправлять его на завод-изготовитель для дефектации, что

увеличит парк двигателей на 1-2 экземпляра, но придаст большую уверенность для решений о повторных полетах, число которых будет вырастать по мере получения соответствующего опыта.

По результатам расчетно-проектных исследований различных схем ЖРД, выполненных в период 1981-86 гг. установлено следующее:

- Впервые в нашей отрасли были выполнены исследования по трехкомпонентным схемам на топливе $O_2 + \text{УВГ} + H_2$, на топливе $O_2 + \text{УВГ} + CH_4$, по ЖРД с неполным дожиганием, и по использованию сжиженного природного газа (метана, пропана) в качестве горючего в ЖРД МПИ для перспективных средств выведения.
- Проведенные в КБЭМ работы были положительно оценены в смежных организациях и подтолкнули их к развертыванию собственных исследований в тех же или в сопредельных направлениях (НИИТП, ЦНИИМАШ, ГИПХ, 50-ЦНИИКС МО и др.).
- Предложение и обоснование применения сжиженного природного газа (метана) в качестве горючего для ЖРД МПИ для перспективных средств выведения поддержано "Советом по проблеме жидкое ракетное топливо при Президиуме АН СССР" и отражено в "Техническом задании на НИР по перспективному УВГ", принятым 14 ведущими организациями МОМ, МАП, МО, МХП, АН СССР и др.

В ГЛАВЕ 3 приводятся результаты расчетно-конструкторских проработок, выполненных в период 1987-92 гг., в том числе и по теме "Развитие", применительно к использованию в качестве горючего жидкого метана [16-25].

Рассмотрев характеристики предполагаемых носителей, выделены следующие размерности ЖРД по тяге для дальнейших исследований:

2 тс, 5 тс, 10 тс, 40 тс, 100 тс, 200 тс, при этом могут быть обеспечены все носители.

Исследование строилось следующим образом:

1. Предварительно для широкого диапазона p_k и κ_m были проведены термодинамические и газодинамические расчеты камер, определены контуры сопел для двух значений p_a (0,7 и 0,1 ата) при которых явно обеспечивается компоновка в имеющихся диаметрах хвостовых отсеков отечественных носителей (1,8 м; 3,0 м; 3,9 м).

2. Для каждой из 6 тяг рассматривались схемы с дожиганием окислительного газа (ДОГГ), с дожиганием восстановительного газа (ДВГГ), без дожигания (БДГГ), а для тяг 200 тс и 100 тс – трехкомпонентная схема, и проводились расчеты параметров двигателей для нескольких значений p_k с определением максимально возможного.

При расчете параметров схем в качестве критериальных параметров задавалось T_{π} (900 К для ДОГГ; 1000 К для ДВГГ; 1100 К для БДГГ), ограничения вводились по относительному перепаду давлений на турбине π_T (~2 для схем ДОГГ, ДВГГ) и по давлению на входе в камеру (500 – 550 атм), определяемому прочностными возможностями паяных соединений в охлаждающем тракте.

3. Далее велись проработки конструктивных схем и компоновки камер с проведением расчетов охлаждения и гидравлических сопротивлений, и оценки массы.

4. Параллельно проводились расчеты размеров колес насосов, турбин, БНА и делались компоновки агрегатов систем питания (АСП) с конструктивными проработками элементов в объеме, достаточном для оценки габаритов и массы каждого варианта.

5. Проводились уточненные расчеты параметров газогенераторов, выбирались их конструктивные схемы и оцениваемые массы.

6. Используя полученные габаритные размеры камер, ТНА, ГГ, проводились компоновки двигателей для 2-3 базовых вариантов с последующим пересчетом масс и габаритов для других вариантов.

Всего было проведено 35 вариантов термогазодинамических расчетов по камерам, 91 вариант расчетов параметров схем двигателей, 33 варианта компоновок камер, 31 вариант компоновок ТНА и БНА.

В основу расчетов положена методика, применяемая в КБЭМ и проверенная многочисленными испытаниями различных двигателей (называемая "увязкой параметров").

При расчетах энергетической увязки параметров двигателей всех уровней тяг задаваемой постоянной величиной была температура в ГГ, варьировались значения перепада на турбине π_T и строились зависимости N_T и $\sum N_{н.и}$ от заданного π_T .

Энергетическая увязка мощностей насосов и турбины проводилась в несколько этапов, после каждого этапа на основе полученных результатов проводилась корректировка исходных данных (кпд, гидросопротивлений и др.), в главе 3 приведены окончательные результаты расчетов.

Часть полученных зависимостей приведена на рис. 3, 4, 5 и 6.

Оценка масс исследуемых двигателей проводилась следующим образом:

$$M_{дв} = M_{кв} + M_{сп} + M_{гг} + M_{ост}$$

Массы камер, системы питания и ГГ определялись конструкторскими проработками, для разных вариантов.

Массы остальных агрегатов и сборочных единиц двигателей определялись по статистическим данным известных двигателей.

Вариант компоновки двигателя тягой 200 тс представлен на рис. 7.

Общие результаты определения энергомассовых характеристик для двухкомпонентных ЖРД приведены на номограмме рис. 8.

В результате исследований проведенных в период 1987-92 гг. и изложенных в Главе 3 получены и оптимизированы энергомассовые характеристики ЖРД на СПГ в диапазоне тяг от 2 до 200 тс, которые могут использоваться разработчиками для выбора концепции перспективных средств выведения и подготовки ТЗ на разработку двигателей для них.

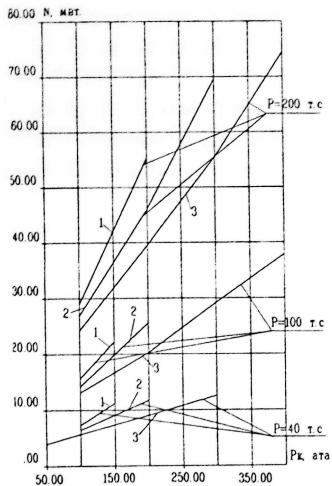


Рис. 3. Зависимость суммарной мощности насосов от p_k для различных схем: 1 – ДВГГ, 2 – ДОГГ, 3 – БДГГ для двигателей тягой 40, 100 и 200 тс

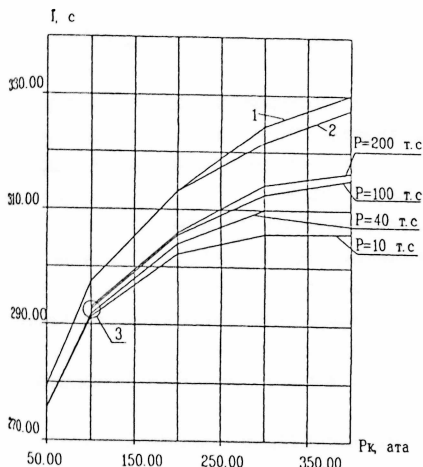


Рис. 5. Зависимость камерного и двигательного удельного импульса от p_k ($p_a=0,7$ ата), БДГГ

1 и 2 соответственно камерные импульсы для 200 тс и 10–100 тс, 3 – двигательные удельные импульсы.

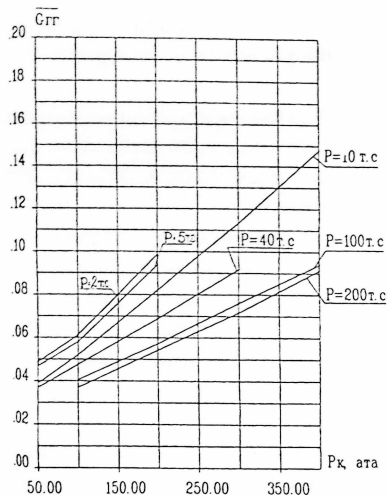


Рис. 4. Зависимость относительного массового расхода в газогенератор от p_k для различных тяг, БДГГ

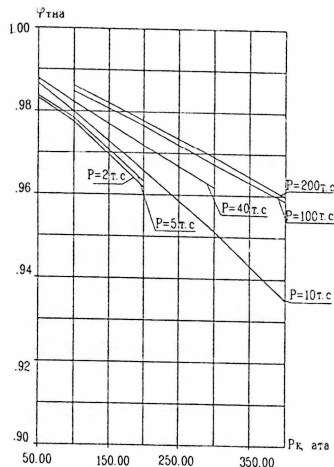


Рис. 6. Зависимость $\phi_{тн}$ от давления в камере для различных тяг, БДГГ.



050



050

Исследования этого периода проводились при одинаковых условиях по охлаждению камер полным расходом горючего, при этих условиях было получено, что лучшими энергомассовыми характеристиками при освоенном уровне свойств материалов и нагрузок на агрегаты для двухкомпонентных ЖРД обладала схема с дожиганием окислительного газа, что в сочетании с опытом и ведущимися разработками двигателей РД-180, РД-191 привело к необходимости исследования возможностей практического использования двигателей окислительной схемы на перспективных средствах выведения, что отражено в следующей главе.

В ГЛАВЕ 4 приводятся результаты исследования возможностей практического применения ЖРД на метане с дожиганием окислительного газа, проведенного в период 1993-98 гг. Приводится концепция предложенного автором мобильного ракетно-космического комплекса легкого класса МРК) "Рикша", разработка проекта которого велась под научным руководством автора при головной роли ГРЦ им. В.П.Макеева [17-25].

МРКК «Рикша» разрабатывался на базе двигателей РД-169 и РД-185 НПО Энергомаш и предназначался для вывода спутников Земли массой от 0,5 до 1,5 т из любой точки Земли или Акватории мирового океана с высокой оперативностью и при удельной стоимости полезных нагрузок 6-8 тыс.долл./кг.

Шесть автономных двигательных блоков РД-169 формируют единую ДУ РД-190, с объединением в общую подсистему управления полетом качанием блоков, связанных в единый механизм и др.

Двигатель второй ступени отличается от РД-169 высотным соплом. Впервые было предложено с участием автора размещение двигателя в залитом криогенным горючим баке (Патенты №№ 2086795, 2088787, 2093698).

Это решение позволило поднять энергетику РН в заданных объемах [$L=24$ м, $D=2,4$ м], что эквивалентно выигрышу в $M_{\text{т}} \approx +30\%$ в сравнении с РН таких же размеров на топливе $O_2 + \text{РГ-1}$ (проект «Чайка»).

Сравнение основных параметров с соответствующими у двигателей-прототипов показывает, что у РД-169 (и РД-185) нагрузки на элементы двигателя существенно меньше, что является хорошей основой для обеспечения повышенного ресурса при многократном использовании, а также упрощения обработки.

Рассмотрены особенности теплообмена в баках при погружении (утоплении) двигателей, при этом показано, что при взаимодействии нагретых частей двигателя первой ступени с метаном, последний прогревается всего на $\sim 8^\circ$, при этом агрегатное состояние метана не изменится и не требуется особых мер по компенсации давления на входе в насосы, а применительно к двигателю второй ступени показано, что при взаимодействии горячего газа наддува после опорожнения бака, метан, находящийся в охлаждающем тракте камеры не получает тепла, достаточного для его испарения, таким образом, запуск двигателя второй ступени будет осуществляться на жидком горючем без паровых включений, что надежно.

Приводятся параметры и конструкция двигателей для апогейной ДУ (доразгон и управление космическим аппаратом при выводе на орбиту), тягой 1500 кН, с неохлаждаемыми регенеративно камерами, проверенными экспериментально огневыми испытаниями на газообразных кислороде и метане (рис. 9), показавшие хорошее сходство экспериментальных и расчетных результатов [26].

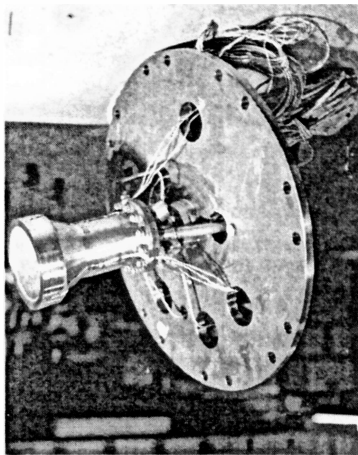


Рис. 9. Камера АДУ на испытательном стенде
(вариант с абляционным охлаждением).

В этой главе приведены также результаты исследований энергомассовых характеристик двигателей для I ступеней РН "Ангара" на топливе "кислород-метан" тягой 150 тс (НИР "Развитие ДУ СВ") и 200 тс (НИР "Внедрение").

Для варианта Р=150 тс исследована также схема без дожигания, а для варианта 200 тс еще и с дожиганием восстановительного газа, в обоих вариантах использовалась камера РД-170, а для тяги 200 тс (двигатель РД-192) рассмотрены еще две ее модификации (с высотным насадком и высотным соплом оптимальной геометрии (соответственно названиям РД-192Н и РД-192В).

Для двигателя РД-192 проводились оценки надежности связки из 5 двигателей (см. рис. 10) с учетом форсирования при аварийном исходе одного из двигателей и с учетом многократности (15 полетов) (см. табл. 1).

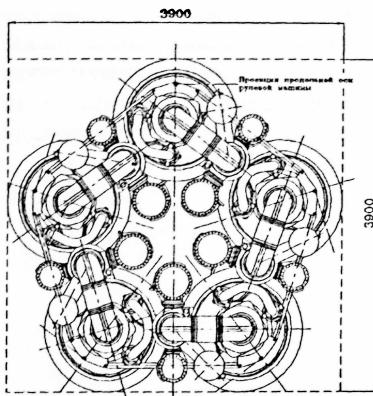


Рис. 10. Компонентная схема пятидвигательной установки I ступени с объединенной системой качания двигателей

Таблица 1

Параметр	С дожиганием		Без дожигания
	Окислительный газ	Восстановительный газ	
$P_{сд}$	0,99	0,995	0,999
$K_{охв}$	0,6	0,8	0,8
$P_{св}$	0,973	0,995	0,9989

Завершается Глава 4 оценкой эффективности модернизации известных ЖРД с дожиганием окислительного газа путем замены керосина на метан. Показано, что объем изменений при такой замене составляет 25-30% элементов конструкции (за счет замены насоса горючего, регулирующих органов, материала рубашки КС и некоторых уплотнений на линии метана).

Анализ проводился для разных тяг (от 2 тс до 200 тс) разработки НПО Энергомаш (РД-191 и РД-192 – тяга ~200 тс; РД-120К и РД-182, тяга ~80 тс; РД-134 и РД-167, тяга ~35 тс, РД-161 и РД-162, тяга ~2 тс).

Разработанные предложения по двигателям для МРКК «Рикша» были поддержаны Распоряжением Правительства РФ от 18.07.1995г. №1155Р с включением разработки в Федеральную космическую программу РФ. По двигателю РД-169 были выпущена конструкторская документация и начата подготовка производства на заводе КРАСМАШ и стендовой базы в НИИХМ.

Результаты расчетно-конструкторских проработок по ЖРД с дожиганием окислительного газа РД-169, РД-190, РД-185, РД-192, РД-182, РД-185 и др.)

были использованы в разработках предложений ГРЦ им. Макеева и корпорации «Компомаш» по концепции развития перспективных средств выведения с многоразовым использованием.

Глава 5 начинается с рассмотрения состояния с разработкой предложений по концепции ЖРД МПИ по результатам НИР головных НИИ отрасли.

Ранее было показано [28], что при соблюдении проверенных критериальных параметров, обеспечивающих надежную увязку характеристик двигателя схема с дожиганием восстановительного газа (ДВГГ) проигрывает схеме с дожиганием окислительного газа (ДОГГ) при равных условиях и охлаждении камеры полным расходом горючего.

Автором поставлена задача - найти такое минимальное значение расхода метана, при котором обеспечивались бы проверенные критериальные температуры в характерных местах охлаждающего тракта камеры: кроме того для расширения информации помимо метана рассматривались и другие хладагенты [25-36].

В качестве исходных исследуемых конструкций камер использованы штатные охлаждающие тракты камер, хорошо проверенные при сотнях успешных огневых испытаниях двигателей РД-170, РД-171, РД-173 (размерность камеры ~ 200тс), РД-120 (размерность ~ 85 тс), 11Д14, РД-510 (размерность ~ 8 - 10тс), а также разработанные в НПО Энергомаш камеры двигателей РД-120.04 (размерность ~ 77тс), РД-134 (размерность ~ 8тс), РД-160, РД-161 (размерность ~ 2тс).

При расчетах теплопередачи в камерах (выбор соответствующих расходов хладагентов) старались обеспечивать не только пороговые значения критичных температур, но и характеры их изменения по возможности близкие к проверенным на прототипах [27-30,38,39].

Для каждого типа исследуемых камер проводились расчеты теплопередачи по принятой методике (ОСТ 92-0289-73) до уровня p_k , соответствующего номиналу прототипа, при этом определялся минимальный расход хладагента для такой же схемы протока, как у прототипа, при непревышении критериальных значений температур элементов конструкции камер.

На рис. 11 показаны возможные минимальные расходы хладагентов для разных размерностей камер для последующего использования в расчетах энергетической увязки параметров.

Тяга 200 тс может быть наиболее востребованной для средств выведения многоразового использования, к тому же в НПО Энергомаш имеется опыт разработки ЖРД на базе камеры тягой ~200 тс (РД-170, РД-171, РД-171М, РД-180, РД-191). Поэтому анализ и выбор оптимального варианта схемы ДВГГ производится далее применительно к использованию камеры двигателя РД-170, при этом корпус камеры может заимствоваться целиком.

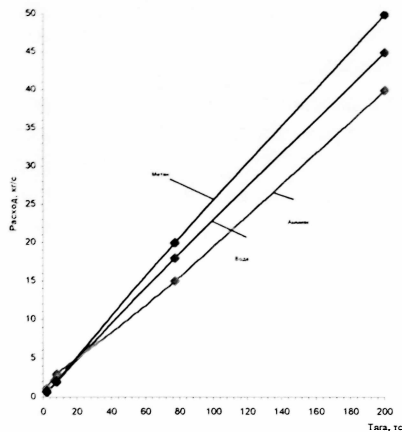


Рис. 11. Зависимость минимального расхода хладагента, необходимого для надежного охлаждения камеры, от тяги

Наиболее существенным изменением будет замена смесительной головки, однако ее конструкция будет аналогична освоенной для камеры двигателя РД-170.

Результаты расчетов охлаждения камеры РД-170 с вариантами расхода метана и гидросопротивлений охлаждающего тракта приведены на рис. 12.

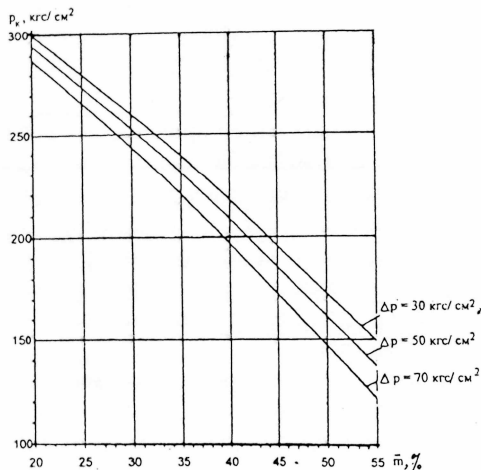


Рис. 12. Зависимость доли метана, подаваемого на охлаждение, при разных гидросопротивлениях рабочего тракта - Δp , в камере тягой 200 тс.

Среди многих рассмотренных вариантов схем с ДВГГ признан оптимальным представленный на рис. 13 [38-42], как допускающий достаточное форсирование в случае отказа одного из двигателей связки (+25%).

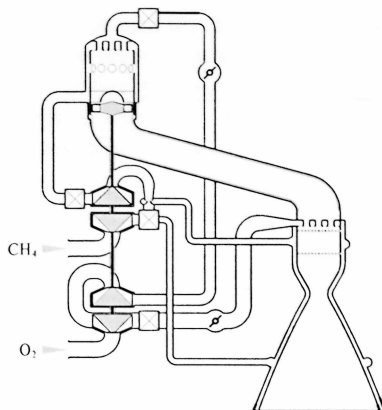


Рис. 13

Рассмотрена также схема с использованием третьего компонента (например, воды) для охлаждения камеры, привода турбины паром, с последующим охлаждением и конденсацией пара в теплообменнике перед повторным входом воды в охлаждающий тракт камеры и так далее по замкнутому контуру [34, 35].

Рассмотрена также схема, отличающаяся от предыдущей тем, что вместо третьего компонента (воды) используется метан, который после охлаждения в теплообменнике сбрасывается на вход в насос, таким образом цикл размыкается [30].

Небольшое усложнение схемы рис. 13 путем введения теплообменника для охлаждения кислородом той части расхода горючего, которая подавалась на охлаждение камеры, может рассматриваться как резервная на случай необходимости, либо дальнейшего снижения нагрузок на агрегаты (увеличение ресурса), либо для дополнительного форсирования, если это потребуется [33].

Сравнение параметров схемы с ДВГГ (схема рис. 13) с параметрами схемы ДОГГ представлено в таблице 2.

В восстановительной схеме расход турбогаза через турбину снижается в 2,5 раза по сравнению с окислительной схемой, благодаря чему сокращаются габариты и снижается масса ГГ и турбины.

Есть возможность еще более снизить нагрузки на агрегаты двигателя, за счет увеличения диаметра критического сечения камеры, что при сохранении требуемой тяги (~200 тс) соответствует понижению давления в КС и некоторому уменьшению удельного импульса (на ~1%, что допустимо), при сохранении тех же габаритов камеры.

В таблице 3 показаны основные характеристики двигателей на метане (ДВГГ, ДОГГ и без дожигаания БДГГ) в сравнении с базовым прототипом РД-191 (на керосине). Номинальное давление в КС выбрано на 25% ниже освоенного уровня ЖРД ОПИ (РД-180) и равное $p_k = 210 \text{ кгс/см}^2$.

Сравнение основных характеристик циклов при одинаковых тяге, давлении в камере 262 кгс/см² и критическом сечении сопла $d_{кр}=235,5$ мм

Таблица 2

Схема	O ₂ + метан Охлаждение камеры 27% метана	
	ОГГ	ВГГ
Наименование параметра		
Двигатель		
Тяга земная/пустотная, тс	196/212,6	201/217,8
Удельный импульс пустотный, с	356,9	360
Форсирование, % от номинала	5-10%	25
Газогенератор		
Давление газа в газогенераторе, кгс/см ²	484	476
Температура газа в ГГ, К	891	1000
Расход газа через ГГ, кг/с	507,4	195,7

Основные характеристики двигателей

Таблица 3

Газогенератор	ОГГ		ВГГ	
Схема	с дожиганием			без дож.
Топливо	O ₂ +РГ-1	O ₂ +CH ₄	O ₂ +CH ₄	O ₂ +CH ₄
Соотношение расходов компонентов:				
- двигателя	2,75	3,5	3,5	3,077
- камеры	2,75	3,5	3,5	3,5
- газогенератора	49,6	50,1	0,41	0,42
Давление в камере, кгс/см ²	262,6	210	210	210
Тяга двигателя на Земле, тс	196	196	196	198,2
Тяга двигателя в пустоте, тс	212,6	212,6	212,6	217,4
Удельный импульс на Земле, сек	311	324	327,4	307,4
Удельный импульс в пустоте, сек	337,5	352	355	337
Диаметр критического сечения камеры, мм	235,5	262,4	262,4	262,4
Диаметр сечения на срезе камеры, мм	1430	1430	1430	1430
Давление окислителя за насосом, кгс/см ²				
- камеры	-	-	311	401
- газогенератора	597	446	564	-
Давление горючего за насосом, кгс/см ²				
- камеры	580	401,6	335	406
- газогенератора	805	636,1	463	-
Давление в газогенераторе, кгс/см ²	538	407	439	185
Температура газа в газогенераторе, К	846	791	871	950
Расход турбогаза, кг/с	452	468	159	40
Отношение давлений на турбине	1,882	1,75	1,95	121

1. Основной оптимальной концепции предлагается:

- использование схем с дожиганием восстановительного турбогаза;
- использование камер с охлаждением неполным расходом СПГ (метана);
- использование на первых ступенях носителей двигательных связей из 4-12 модульных однокамерных ЖРД, в сочетании с одновременной разработкой системы аварийной защиты, способной выключить отказавший двигатель без разрушений оставшихся и с возможностью форсирования оставшихся двигателей для компенсации потерянной части тяги не менее чем на 25% от номинала. В случае использования одного маршевого двигателя на первой ступени надежность последнего должна быть существенно выше, чем у одноразовых ЖРД;
- использование системы технического диагностирования как по измерению в полете параметров, так и по контролю состояния матчасти после полета, разрабатываемой совместно с разработкой двигателя, с целью принятия обоснованного решения о возможности (или невозможности) проведения следующего использования двигателя (в полете, или на стенде).

2. Использование схем с дожиганием восстановительного турбогаза позволяет:

а) получить максимальные внешние энергетические характеристики двигателя выше достигнутого уровня одноразовых ЖРД, за счет термодинамических и охлаждающих свойств метана, в сочетании со сниженными нагрузками (внутренними характеристиками) на агрегаты для обеспечения достаточного для МПИ ресурса;

б) обеспечить высокую надежность и безопасность полета за счет:

- исключения возможности возгорания элементов газового тракта (ГГ, турбина, газовод, узел качания и др.);
- уменьшения возможности возгорания в насосе окислителя из-за уменьшения нагруженности (низкие потребные давления при максимальном расходе для камерной ступени, низкие расходы при повышенном давлении для газогенераторной ступени);
- возможности применения пассивной САЗ для насоса окислителя (изоляция при удалении от турбины с возможностью удаления насоса при возгорании в нем);
- максимального использования опыта разработки ЖРД с дожиганием, в том числе и по обеспечению ВЧ-устойчивости рабочего процесса в КС, проблематичного для схем без дожигания;

в) провести экспериментальную отработку на малом количестве двигателей (10-15 экземплярах);

г) упростить межпусковую обработку полостей горючего двигателя за счет криогенности метана (не требуется принудительное удаление метана по окончании испытания);

д) упростить эксплуатацию ЖРД МПИ в составе ракеты как за счет технологии межпусковой обработки полостей, так и за счет применения мер по обеспечению пожаро- и взрывобезопасности (отсутствие возможности образования окисликвитов при аварийных проливах обоих компонентов и др.);

е) обеспечить низкую стоимость разработки, изготовления и эксплуатации за счет возможности применения дешевого горючего, дешевых конструкционных материалов для газового тракта и в связи с уменьшенными габаритами ГГ, турбины, узла качания и др., упрощения систем технического диагностирования, аварийной защиты, подготовки к повторному пуску, сниженных требований к чистоте очистки бака окислителя, фильтрации и др.

Основные преимущества восстановительной схемы с дожиганием против окислительной – надежность, безопасность, энергетика, стоимость.

Основные преимущества восстановительной схемы с дожиганием против схем без дожигания – энергетика, решение проблем ВЧ-неустойчивости процесса в КС и связанные с этим уменьшение сроков и стоимости экспериментальной отработки.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

1. В диссертации приведено решение крупной научной проблемы – выбраны и обоснованы энергомассовые характеристики и разработана концепция многоразового ЖРД на сжиженном природном газе.
2. Предложено использовать сжиженный природный газ (метан) в качестве горючего для ЖРД многоразового использования.
3. Исследованы энергомассовые характеристики нового класса двигателей – маршевых ЖРД на сжиженном природном газе в диапазоне тяг 2-200 тс, и показана перспективность этого горючего для многоразовых космических средств выведения.
4. Разработана концепция многоразового ЖРД на сжиженном природном газе, основанная на:
 - использовании схемы с дожиганием восстановительного турбогаза;
 - возможности унификации по основным агрегатам разработанных ЖРД;
 - использовании камер ЖРД с охлаждением неполным расходом метана (30-70% номинала);
 - сочетании высоких внешних энергетических характеристик двигателя с уменьшенными нагрузками на агрегаты для обеспечения высокой надежности и ресурса;
 - использовании связей из 4-12 модульных двигателей в составе первой ступени носителя с резервированием тяги не менее 25% для обеспечения безопасности при случайном отказе одного из модульных двигателей;
 - использовании активной и пассивной систем аварийной защиты и системы технического диагностирования, разрабатываемых одновременно с экспериментальной отработкой двигателя;

- обеспечение 10 кратного использования на первом этапе, с постепенным увеличением кратности по опыту эксплуатации;
 - использовании малого количества доводочных двигателей (10-15 экземпляров) с демонстрацией запасов по ресурсу при испытаниях в утяжеленных условиях.
5. Предложен ряд новых технических решений для исследования возможности применения на перспективных средствах выведения:
 - размещение двигателей в одном из криогенных компонентов топлива (утопление) для повышения энергетики ракеты;
 - управление полетом за счет качания модульных двигателей, объединенных в единый механизм и др.
 6. Предложенная концепция соответствует общим требованиям к ЖРД многоразового использования, разработанной головными НИИ, с участием автора, и может быть использована в качестве исходных данных для выработки концепции перспективных многоразовых средств выведения.
 7. При разработке предложенной концепции использован уникальный опыт создания ЖРД в НПО Энергомаш, в том числе и следующий вклад автора в этот опыт, применительно к многоразовому использованию:
 - Предложенная схема ЖРД с дожиганием, позволившая выделить основные элементы двигателя для их автономной отработки, проведение автономной отработки, что позволило применить для многоразовости – технологию предпусковой подготовки, систему запуска, технологию межпусковой обработки полостей, выбрать штатную конструкцию камеры, газогенератора и др.;
 - разработка системы автоматизированной обработки экспериментальных данных – основы функциональной диагностики;
 - обеспечение десятикратного ресурса турбины, основного элемента, определившего ресурс двигателя.

Основные результаты диссертации отражены в следующих работах:

1. Клепиков И.А., Кукк К.И. Спутниковая связь. Низкоорбитальные спутниковые системы связи выходят на международный рынок // Мир связи. Connect. –1997.– №11, №12.– 9 с.
2. Клепиков И.А. Телекоммуникационная система "РОСТЕЛЕСАТ" – перспектива России // Авиапанорама.– 1998.–№4.– С. 53-55.
3. Клепиков И.А., Кукк К.И. Спутниковая телекоммуникационная система РОСТЕЛЕСАТ // Мобильные системы,– 1998.– №6.– С. 34-36.
4. Патент 2169433 (РФ). Многофункциональная космическая телекоммуникационная система / И.А.Клепиков, К.И.Кукк, В.В.Соколов и др. // БИ.–2001.– №17.
5. Клепиков И.А. Двигатели РД-216, РД-218, РД-219, РД-224, РД-251, РД-252, РД-264, РД-268 / И.А.Клепиков, В.Ф.Рахманин, Ю.Н.Ткаченко и др. Путь в ракетной технике / Под редакцией Б.И. Каторгина

- // М.: Машиностроение-полет.– 2004.– С. 81-102, 111-119, 142-145, 154-156, 428-431.
6. А.с. 49683 (СССР). Многокамерный жидкостной ракетный двигатель с дожиганием / В.И.Лавренец-Семенюк, И.А.Клепиков, Ю.Ю.Иванов, А.С.Захаров // 1968.–дсп.
 7. Развитие энергетических и эксплуатационных характеристик мощных ЖРД, разработанных КБЭМ на высококипящем и долгохранимом топливе / В.П.Глушко, В.П.Радовский, М.Р.Гнесин, И.А.Клепиков // Сборник РКТ, сер. IV,– 1973. Вып. 18, ч.2.– С. 5-17.
 8. А.с. 87742 (СССР). Многокамерный ЖРД с дожиганием и с кратным числом камер и газогенераторов. / В.П.Глушко, И.А.Клепиков, Ф.Ю.Челькис и др. –1974.–дсп.
 9. Особенности процесса разработки ЖРД и возможности автоматизации проектирования. / М.Р.Гнесин, И.А.Клепиков, С.А.Юновидов и др. // Сборник РКТ, сер. IV, –1979.– Вып. 1(50). – С. 59-72.
 10. Вопросы подтверждения количественных показателей надежности ЖРД многоразового использования. / М.Р.Гнесин, И.А.Клепиков, В.П.Радовский и др. // Труды КБЭМ,–1979.– Вып. 10.– С. 211-227.
 11. Повышение усталостной прочности лопаток колеса турбины с помощью оптимизации технологии изготовления. / Г.Г.Деркач, И.А.Клепиков, Ю.П.Шилов и др. // Труды КБЭМ,–1988.–Вып. 16.–С. 196-205.
 12. Улучшение работы ЖРД при введении высокомолекулярных полимеров в компоненты топлива. / В.Д.Гапонов, Ю.И.Каналин, И.А.Клепиков, Л.Е.Стернин // Труды НПО Энергомаш.– 2000.– №18.– С. 27-37.
 13. Расчетно-конструкторское исследование трехкомпонентных ЖРД на кислороде, углеводородном горючем и водороде. / С.А.Демин, Н.Н.Евстафьев, И.А.Клепиков и др. // Труды КБЭМ.–1983.–Вып. 13.–С. 228-250.
 14. Кислородно-углеводородные топлива для маршевых ЖРД перспективных ракетно-космических средств выведения. / В.П.Глушко, В.П.Радовский, И.А.Клепиков, В.Б.Кубиков // Сборник РКТ, сер.IV.–1986.–С. 27-35.
 15. Клепиков И.А., Кубиков В.Б. Маршевые ЖРД на топливе O_2 +УВГ новых классов для перспективных РКСВ. // Сборник РКТ, сер. IV.–1986.–С. 83-92.
 16. Каналин Ю.И., Клепиков И.А. Прогноз КПД насосов ТНА энергетических установок при минимальных исходных данных. // Труды КБЭМ.–1989. –Вып. 17.– С. 46-54.
 17. Пат. 2092400(РФ). Ракетный комплекс, на топливе жидкий кислород-сжиженный метан, с доводочной ступенью.../ И.А.Клепиков, В.В.Иваник, Б.И.Каторгин и др. // БИ.–1997.– №28.
 18. Клепиков И.А., Максимовский В.А. Метан: новые возможности ракет. // Вестник воздушного флота.–1995.– №5-6.– С. 86-88.
 19. Каторгин Б.И., Клепиков И.А. Максимальное использование химической энергии топлив - главное направление созданной академиком В.П.Глушко

- отечественной школы ракетного двигателестроения. // Вестник секции физики Российской академии естественных наук.–1997.– № 3.–С.36-42.
20. Klepikov, Katorgin, Chvanov. The new generation of rocket engines, operating by ecologically safe propellant - liquid oxygen and liquefied nature gas (methane). // Доклад на 48 международном аэрокосмическом конгрессе. Турин (Италия).–1997.–10 с.
 21. Клепиков И.А., Бахмутов А.А., Буканов В.Т. Метановые ЖРД для ракет нового поколения. // Проблемы ракетной и космической техники. Труды XXXIII чтений по научному наследию К.Э.Циолковского.–Калуга.–1998.–10 с.
 22. Клепиков И.А., Бахмутов А.А., Буканов В.Т. Метановые ЖРД НПО "Энергомаш" (новое направление в разработке ЖРД). // РНТК к 90-летию В.П.Глушко / Доклад.–1998.–12 с.
 23. Исследование энергетических схем и характеристик перспективных ЖРД, работающих на топливе "жидкий кислород- сжиженный метан (СПГ). / Б.И.Каторгин, В.К.Чванов, И.А.Клепиков, А.А.Бахмутов // Российская НТК "Ракетно-космические ДУ", МГТУ им. Н.Э.Баумана.–1998.–20 с.
 24. Каторгин Б.И., Клепиков И.А. Метановые ЖРД НПО «Энергомаш» им. акад. В.П.Глушко. // Авиапанорама.–1998.–№4.–С. 58-60.
 25. Каторгин Б.И., Клепиков И.А., Чванов В.К. Новое поколение двигателей для ракет на экологически безопасном топливе «жидкий кислород и сжиженный природный газ (метан)». // Вестник МГТУ им. Н.Э.Баумана. Машиностроение. Специальный выпуск «Теория и практика современного ракетного двигателестроения».–2004.–С. 58-67.
 26. Результаты экспериментальных работ в НПО Энергомаш по освоению метана как компонента топлива для ЖРД / Е.А.Белов, В.Ю.Богушев, И.А.Клепиков, А.М.Смирнов // Труды НПО Энергомаш.–2000.–№18.–С. 86-99.
 27. Пат. 2166661(РФ). Способ работы ЖРД с турбонасосной подачей кислородно-метанового топлива, по схеме с дожиганием ВГГ при охлаждении камеры частью расхода горючего. / И.А.Клепиков, В.В.Мирошкин, В.И.Прищепа и др. // БИ.–2001.– №13.
 28. Бахмутов А.А., Буканов В.Т., Клепиков И.А. ЖРД на метановом горючем. История, состояние и перспектива. // Труды НПО Энергомаш.–2000.– №18.–С. 192-215.
 29. Энергетические возможности кислородно-метановых ЖРД с дожиганием восстановительного газа (для уровня тяги 30 тс). / А.А.Бахмутов, В.Т.Буканов, И.А.Клепиков и др. // РНТК НПО Энергомаш. М.–2001.–С. 3-12.
 30. Пути повышения теплосъема с камеры ЖРД теплоносителем, обеспечивающим работу турбины. / Л.Н.Кандоба, И.А.Клепиков, В.В.Федоров, А.В.Цветова // Труды НПО Энергомаш.– 2002.–№20.–С.98-110.

31. Анализ энергетического баланса ЖРД с замкнутым пароводяным контуром в системе подачи. / В.Т.Буканов, Ю.И.Каналин, И.А.Клепиков и др. // Труды НПО Энергомаш. –2002.– №20.–С. 232-248.
32. Пат. 2197629(РФ). Способ работы ЖРД с турбонасосной подачей криогенного топлива на основе кислородного окислителя и углеводородного горючего и ЖРД для осуществления способа. / И.А.Клепиков, В.В.Мирошкин, В.И.Прищепа и др. // БИ.–2003.–№27.
33. Пат. 2209993(РФ). Способ работы ЖРД с турбонасосной подачей кислородно-метанового топлива, с охлаждением части метана кислородом после нагрева в камере в теплообменнике перед смешением с остальной частью метана на входе в насос II ступени. / А.А.Бахмутов, И.А.Клепиков, В.В.Мирошкин и др. // БИ.–2003.– №22.
34. Пат. 2202703(РФ). Жидкостный ракетный двигатель с турбонасосной подачей криогенного топлива. / И.А.Клепиков, В.В.Мирошкин, В.И.Прищепа и др. // БИ.–2003.– №11.
35. Пат. 2211938(РФ). Способ работы ЖРД с замкнутым парожидкостным контуром в системе турбонасосной подачи. / В.Т.Буканов, И.А.Клепиков, В.В.Мирошкин, В.И.Прищепа // БИ.–2003.– №25
36. Пат. 2238423(РФ). Дросселируемый кислородно-углеводородный ЖРД с дожиганием восстановительного газа. / А.А.Бахмутов, И.А.Клепиков, В.В.Мирошкин и др. // БИ.–2003.– №29.
37. Предварительный этап разработки двигателя "Волга" / М.: НПО Энергомаш.–Отчет №1 по НИР «Волга».–2004.–212 с.
38. Клепиков И.А. Исследование охлаждающих свойств метана для увеличения энергетики ЖРД с дожиганием восстановительного газа. // Вестник МГТУ им. Баумана, Машиностроение.–2005.–Вып. 1(58).– С. 15-23.
39. I.Klepikov. Selection of Scheme and parameters of Reusable LOX-methane LPRE. // European conference for AEROSPACE SCIENCES, EUCASS.– Moscow.–2005.–7 с.
40. Клепиков И.А. Концепция маршевого ЖРД многократного использования на кислороде и сжиженном природном газе. // Конверсия в машиностроении.–2005.–№3.–С. 82-88.
41. Клепиков И.А. Использование опыта разработки одноразовых ЖРД для выбора концепции многократного ЖРД на СПГ. // 4-ая международная научная конференция "Авиация и космонавтика". Москва.–2005.–13 с.
42. Клепиков И.А. Разработка концепции маршевого ЖРД многократного использования на кислороде и сжиженном природном газе // Всероссийская научно-техническая конференция "Ракетно-космические двигательные установки". –Москва.–2005.–11 с.